

⑫ 公開特許公報(A)

昭63-207799

⑪ Int. Cl.⁴

識別記号

庁内整理番号

⑬ 公開 昭和63年(1988)8月29日

B 64 G 1/50
F 25 D 9/00
H 05 K 7/20

7615-3D

Z-8113-3L

F-7373-5F

審査請求 未請求 発明の数 1 (全3頁)

⑭ 発明の名称 人工衛星の熱制御装置

⑮ 特 願 昭62-37521

⑯ 出 願 昭62(1987)2月20日

⑰ 発 明 者 岡 本 章 東京都港区芝5丁目33番1号 日本電気株式会社内

⑱ 出 願 人 日本電気株式会社 東京都港区芝5丁目33番1号

⑲ 代 理 人 弁理士 本庄 伸介

明 細 書

1. 発明の名称

人工衛星の熱制御装置

2. 特許請求の範囲

相転移を起こす遷移温度より高い温度範囲では熱伝導率が高く、前記温度より低い温度範囲では熱伝導率の低い相転移物質からなり、人工衛星の搭載機器とヒートシンクとの間にそれらと接触して配置したことを特徴とする人工衛星の熱制御装置。

3. 発明の詳細な説明

(産業上の利用分野)

本発明は人工衛星の搭載機器の熱制御装置に関する。

(従来の技術およびその問題点)

人工衛星に搭載される機器は太陽熱や筐体内の搭載機器からの発熱による高温状態あるいは宇宙

空間の極低温状態などに晒される。機器類には許容温度範囲が設けられており、これら機器類はこの温度範囲より高温または低温の温度領域では正常に作動しないかまたは破損することがある。そこで人工衛星には熱制御装置を装備して搭載機器の温度制御を行う。熱制御装置としては放熱パネルなどのヒートシンクがよく用いられる。高真空の宇宙空間では空気の対流による冷却は行えないから、ヒートシンクは搭載機器に接触させて取り付けられる。機器から発生した熱は接触面を伝ってヒートシンクへ移動し、宇宙空間へ放散し機器の温度が過度に上昇することが防止される。しかし、機器の発熱量が多く高温のときはもちろん発熱量が少なく低温であるときも、絶対零度に近い低温の宇宙空間に晒されたヒートシンクと搭載機器との間には大きな温度差がある。従って、搭載機器はその熱をヒートシンクに絶え間なく奪われて冷却される。このようにして失われる熱が搭載機器自身の発熱や太陽熱などで補充される間、搭載機器の温度は許容範囲内に留るが、熱の補給

が絶えると、機器の温度は許容範囲の下限を下回ることがある。そこで、このような状態のときに搭載機器を加熱するためにヒータが装備される。ヒータにはサーモスタットのような付属部品が必要である。ヒータの消費電力は大きく、その上ヒータとその付属部品を装備しただけ信頼性が低下する。これらのことは、消費電力や信頼性の面で厳しい制約を受ける人工衛星とその搭載機器の設計上の大きな障害になっている。

本発明の目的は、ヒータで熱量を補わなくても搭載機器が過冷却されることのない、人工衛星の熱制御装置を提供することにある。

(問題点を解決するための手段)

本発明の人工衛星の熱制御装置は、相転移を起こす遷移温度より高い温度範囲では熱伝導率が高く、前記温度より低い温度範囲では熱伝導率の低い相転移物質からなり、人工衛星の搭載機器とヒートシンクとの間にそれらと接触して配置したことを特徴とする。

(実施例)

ようにこの時搭載機器3とヒートシンク2との間にはまだ大きな温度差があるが、熱伝導率の低くなった熱制御装置1が熱の移動を遮断するから搭載機器3は過冷却されることなく、許容温度範囲内に保たれる。

第1図に示した実施例および搭載機器3とヒートシンク2とを接触して配置する従来例における、搭載機器の発熱量 Q と温度 T のグラフを第2図に示す。このグラフにおいて、 T_s はヒートシンクの温度、 T_c は二酸化バナジウムが相転移を起こす遷移温度、また T_{max} 、 T_{min} はそれぞれ搭載機器3の許容温度範囲の上限と下限であり、 Q_{max} 、 Q_{min} は搭載機器3の発熱量のそれぞれ上限と下限である。2物体間の熱の移動量はそれら物体の温度差および2物体間の熱伝導率に比例する。

従って、従来例の場合搭載機器3とヒートシンク2の間の熱伝導率を K とすると、

$$Q = K(T - T_s) \quad (1)$$

となる。(1)式を変形すると

第1図に本発明の一実施例を示す。

本実施例では相転移物質として二酸化バナジウムを用い、これを層状に成形して熱制御装置1とした。二酸化バナジウムは遷移温度で相転移を起こし、遷移温度より高温域では金属的性質を示して熱伝導率が高くなり、遷移温度より低温域では絶縁体に近い性質を示して熱伝導率が低くなる。搭載機器3の発熱量が多い間は、その熱によって温められて、熱制御装置1の二酸化バナジウム層は遷移温度より高温に保たれる。この温度域では二酸化バナジウムの熱伝導率は高いから搭載機器3からの発熱は高い効率でヒートシンク2に導かれ宇宙空間に放散されて、搭載機器3の温度は過度に上昇することなく許容温度範囲内に保たれる。搭載機器3が例えば休止状態または間歇的な作動状態に移り発熱量が減ると、搭載機器3からの熱の補給が不十分になるからヒートシンク2に冷却されて熱制御装置1の温度は下降する。遷移温度まで下降すると二酸化バナジウムは相転移を起こして、その熱伝導率は低くなる。上に記した

$$T = 1/K \cdot Q + T_s \quad (2)$$

となり、破線のようなグラフになる。このグラフが示すように、従来例では搭載機器3の温度 T は発熱量に比例して変化するから、発熱量 Q 以下では許容温度範囲の下限 T_{min} より低くなる。従って、搭載機器3を加熱して許容温度範囲内に保つためのヒータが必要になる。

次に、本実施例の場合、 K_h 、 K_l を二酸化バナジウムの遷移温度 T_c よりそれぞれ高温域と低温域での熱伝導率とすると、(2)式は

$$T > T_c \text{ のときは、} T = 1/K_h \cdot Q + T_s$$

(3) となり、

$$T < T_c \text{ のときは、} T = 1/K_l \cdot Q + T_s$$

(4) となる。

K_h は充分大きいから、搭載機器3とヒートシンク2の間の熱の移動を妨げない。従って $T > T_c$ の範囲では、搭載機器3とヒートシンク2の間の熱伝導率は、二酸化バナジウムの層が介在しない場合の熱伝導率 K に実質的に等しいと考えてよい。よって、Aで示した(3)式のグラフは破線

のグラフと一致し、搭載機器3は従来例と同様に、効果的に冷却される。また、 $T < T_c$ の範囲において、 K_1 は小さく従ってグラフの勾配は(2)式より大きく、Y軸との交点は T_c であるから(4)式はBで示した実線のグラフになる。このグラフが示すように、発熱量が Q_{max} のときの搭載機器3の温度は、破線で示した従来例では T_{max} より低い T_1 となるのに対して、許容範囲内の T_c である。このように、搭載機器3の温度は T_c より低くならず、従ってヒータは不要である。

(発明の効果)

このように、本発明の熱制御装置は人工衛星の搭載機器を、それが高温のときは冷却し、それが低温のときは保温して、許容温度範囲内に保つ。従ってヒータは不要であり、電力の大きな節約と信頼性の向上に寄与する。

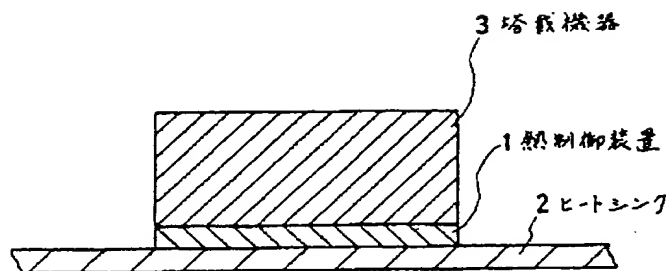
4. 図面の簡単な説明

第1図は本発明の一使用例の断面図である。第

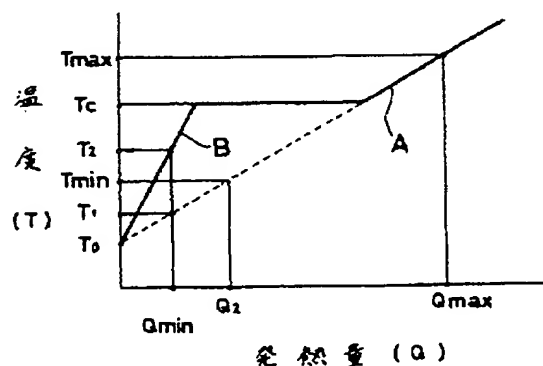
2図は第1図に示した実施例および従来例における搭載機器の発熱量と温度の関係を示したグラフである。

1…熱制御装置、2…ヒートシンク、3…搭載機器。

代理人 弁理士 本庄伸介



第1図



第2図